

**This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- **BLACK BORDERS**
- **TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- **FADED TEXT**
- **ILLEGIBLE TEXT**
- **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- **COLORED PHOTOS**
- **BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS**
- **GRAY SCALE DOCUMENTS**

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problems Mailbox.**

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 05-222901

(43)Date of publication of application : 31.08.1993

(51)Int.Cl.

F01D 9/02

(21)Application number : 04-023538

(71)Applicant : HITACHI LTD

(22)Date of filing : 10.02.1992

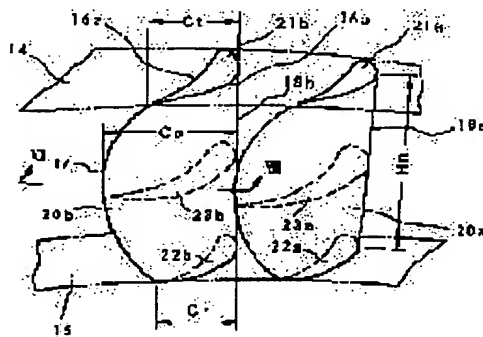
(72)Inventor : YASUGADAIRO NORIO
ARIMA YOSHIKI
SATO TAKESHI

(54) STRUCTURE OF STATIONARY BLADE OF TURBINE

(57)Abstract:

PURPOSE: To reduce secondary flow loss generated in a low aspect ratio stage by determining peripheral direction coordinates of a stationary blade trailing edge and blade length direction coordinates so that blade chord length relative to the blade length direction of a stationary blade may change in accordance with an elliptic curve having the blade length and chord length as parameter.

CONSTITUTION: Tip part blades 21a, 21b... of plural stationary blades 20a, 20b... are connected to the inner wall 14 of the outer periphery diaphragm, bottom part blades 22a, 22b... are connected to the outer wall surface 15 of the inner periphery diaphragm, fixed and held. Blade forms of stationary blades 20a, 20b... are formed of a back face form 16a and a ventral form 16b, and a height (blade length) is decided with a flow passage width H_n . Blades 23a, 23b... of the central parts are such that a blade chord length C_p is larger than a blade chord length C_t in the tip part and the chord length C_r in the bottom part. The trailing edge line of the stationary blade is made into an elliptic curve adopting the blade length H_n as a long diameter and the chord length C_r of the center part of the blade as a short diameter. Accordingly, secondary flow loss in a low aspect ratio step is reduced, and stage performance of an axial flow turbine is improved.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision
of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2000 Japan Patent Office

(19)日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11)特許出願公開番号

特開平5-222901

(43)公開日 平成5年(1993)8月31日

(51)Int.Cl. ⁵	識別記号	庁内整理番号	F I .	技術表示箇所
F 0 1 D 9/02	I 0 1	7825-3G		

審査請求 未請求 請求項の数3(全 10 頁)

(21)出願番号 特願平4-23538

(22)出願日 平成4年(1992)2月10日

(71)出願人 000005108

株式会社日立製作所

東京都千代田区神田駿河台四丁目6番地

(72)発明者 安ヶ平 紀雄

茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日

立製作所機械研究所内

(72)発明者 有馬 義明

茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日

立製作所機械研究所内

(72)発明者 佐藤 武

茨城県日立市幸町三丁目1番1号 株式会

社日立製作所日立工場内

(74)代理人 弁理士 小川 勝男

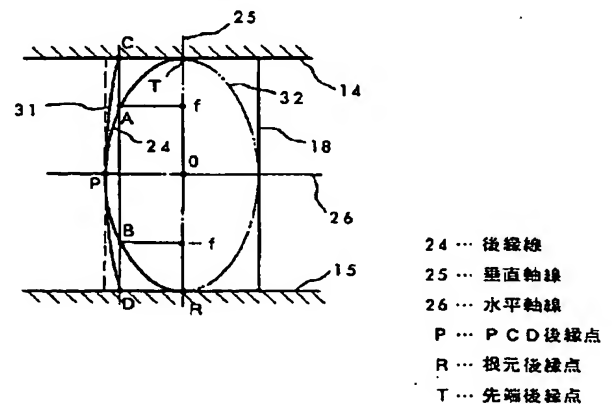
(54)【発明の名称】 タービンの静翼構造

(57)【要約】 (修正有)

【目的】低アスペクト段落に発生する二次流れ損失の低減を図り、軸流タービンの段落効率の改善を図りうる静翼構造の提供。

【構成】静翼の前縁線18は外周ダイアコラムの内壁面14と内周ダイアコラムの外壁面15にほぼ直交する。静翼の弦長をその翼長の中央部で最大とし、中央部から翼先端及び根元に向って漸次縮小するようにする静翼の後縁線31は次のように定められる。翼長の中心及び翼中央部の翼弦長の中心を夫々通る軸線26と25の交点0を原点とし、静翼の翼長を長径、翼中央部の翼弦長を短径とした楕円曲線32の焦点 f 、 $-f$ を通り軸線25に直交する線分が楕円曲線32を切つて出来る曲線24(APB)を、翼長方向の座標を静翼の翼長と焦点長さ of の比率分だけ拡大修正し、翼先端と根元の後縁点CとDは楕円曲線32上の点AとBを結ぶ線上にあるようにする。また、翼出口角の翼長方向の変化をアスペクト比に応じて変化するように定式化する。

図 8



1

【特許請求の範囲】

【請求項1】 蒸気タービンやガスタービン等の軸流流体機械の段落を構成する複数の静翼と動翼のうち、前記静翼の弦長をその翼長の中央部で最大とし、かつ、翼長の中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにつれて漸次縮小するようにスタッキングした静翼において、前記静翼の翼長方向に関する翼弦長の変化が、前記静翼の翼長の1/2を通る軸線と前記静翼の翼弦長の1/2を通る軸線の交点を原点とし、かつ静翼の翼長の1/2を半径に、静翼の翼弦長の1/2を短径とする次式で表わされる楕円曲線の焦点座標を通る線分を基本形状とし、かつ、翼長方向の静翼後縁座標は、前記楕円曲線を翼長/原点から焦点までの長さの比率分だけ拡大修正した曲線に従って変化することを特徴とするタービンの静翼構造。

【請求項2】 蒸気タービンやガスタービン等の軸流流体*

静翼中央部： $(\alpha)pcd=(\alpha pcdfv)-[(\alpha tip)f v-(\alpha root)f v]/(Hn/Cn)$

静翼先端部： $(\alpha)tip=(\alpha tip)f v+[(\alpha tip)f v-(\alpha root)f v]/(Hn/Cn)$

静翼根元部： $(\alpha)root=(\alpha root)f v+[(\alpha tip)f v-(\alpha root)f v]/(Hn/Cn)$

2

*機械の段落を構成する複数の静翼と動翼のうち、前記静翼の弦長をその翼長の中央部で最大とし、かつ翼長の中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにつれて漸次縮小するようにスタッキングした静翼において、前記静翼の翼長方向に関する翼弦長の変化が、前記静翼の翼長の1/2を通る軸線と前記静翼の翼弦長の1/2を通る軸線の交点を原点とし、かつ焦点座標が静翼の翼長の1/2になる楕円曲線に従って変化することを特徴とするタービンの静翼構造。

10 【請求項3】 請求項1において、静翼中央部、先端側壁部及び根元側壁部の静翼出口角 $((\sin^1(s/t))$ s :スロート長、 t :静翼ピッチ)が下記の式で定義され、かつ静翼出口角の翼長方向の変化が上記の三点を結んだ任意の三次曲線にしたがって変化するタービンの静翼構造。

【数1】

…(数1)

但し、 $(\alpha pcdfv)$:フリーボルトテックス設計の静翼中央部の出口角

$(\alpha tip)f v$:フリーボルトテックス設計の静翼先端部の出口角

$(\alpha root)f v$:フリーボルトテックス設計の静翼根元部の出口角

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、蒸気タービン、ガスタービン等の各種流体機械に応用できる軸流タービンに関する。

【0002】

【従来の技術】 一般に、蒸気タービンやガスタービン等の軸流流体機械の一段落は、図2にその典型的な構造を示すように、外周ダイヤフラム3と内周ダイヤフラム4に固定保持された複数の静翼1とディスク5及びシュラウドリング6で固定された複数の動翼2からなり、この一つの段落を複数段もつかわゆる多段落から構成されている。蒸気タービンの高中圧段落やガスタービンの段落は、翼長と翼弦長の比で表わされるアスペクト比が小さく、そのために外周ダイヤフラム3と内周ダイヤフラム4の側壁に発達した境界層や静翼1の翼面境界層の相互干渉によって生じる二次流れに起因した流動損失が大幅に増加する。このようなタービン翼列側壁部に発達する二次流れのメカニズムについて図3 出典:オー、ピ

一、シャーマアンド ティ エル バトラー;プリディクション オブ エンドウォール ロス エンド セカンダリイ フロー イン アクシャル フロータービン カスケード, トランズアクション エーエスエムイー, ジャーナル オブ ターボマシナリイ, Vol. 109 (1987-4)を用いて説明する。側壁面7の近傍において静翼1a, 1b, 1cに流入する流れ9a, 9b, 9cは、低エネルギー流体である入口境界層8a, 8b, 8cが側壁面7上で発達し、静翼1a, 1b, 1cの前縁に衝突して二つの馬蹄形渦を形成する。

【0003】 この二つの渦は、背面側馬蹄形渦10a, 10b, 10cと腹面側馬蹄形渦11a, 11b, 11cに分かれる。これらの渦が静翼1a, 1b, 1cの翼列流路内に入ると、背面側馬蹄形渦10a, 10b, 10cは静翼背面と側壁の境界層の発達によって次第に成長しながら下流へ移行する。一方、腹面側馬蹄形渦11a, 11b, 11cは、静翼腹面と背面との圧力差によって誘起される流路渦12a, 12b, 12cが作用し、下流側に移行するほど静翼背面側に偏向しながら大きな二次流れ渦13a, 13b, 13cのように発達、成長する。このような二次流れ渦13a, 13b, 13cは、静翼の翼長と翼弦長の比で表わされるアスペクト比が小さいほど翼列流路を占める割合が大きくなり、それに伴って静翼の損失も増加することになる。また、静翼の翼列流路内で発生する二次流れ損失は、静翼流出角

に大きな偏向をもたらし、これによって後続する動翼への流入角を適正な状態から変化させ動翼の迎え角損失も増加させるといった付加的な損失を生じさせることになる。

【0004】このような低アスペクト比段落特有の二次流れ損失の低減策として、我々は先に特公昭61-47285号公報に開示した内容の提案をした。この発明は、静翼の翼弦長をその翼長の中央部で最大とし、翼長の中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにつれて漸次縮小するような構成にし、かつ、静翼出口端から動翼入口端までの距離が前記翼長の中央部で最小となり、翼中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにしたがって漸次増大するように構成することを特徴としたものである（図4、図5、図6及び図7参照）。しかし、先の提案は前述したように静翼構成が非常に抽象的であり、具体的な設計に適用する場合には多くの課題がある。すなわち、静翼のアスペクト比の大きさに対応して翼長方向に関する翼弦長の変化や静翼出口角の変化を、規定することが重要であり、これに関する提案が欠けていた。

【0005】

【発明が解決しようとする課題】特公昭61-47285号公報に開示した従来技術では、蒸気タービンやガスタービン等の軸流タービンの低アスペクト比段落に発生する二次流れ損失低減に関する抜本的な解決法にならない。何故ならば、上記のような軸流タービンの段落に発生する二次流れ損失の大きさは、翼長と翼弦長の比で表わされるアスペクト比の大小によって大きく異なり、段落効率に及ぼす影響も必然的にアスペクト比によって変化することになる。したがって、特公昭61-47285号公報に開示した従来技術の内容をさらに具体的に提案が実質的には必要であることはいうまでもない。

【0006】本発明の目的は、低アスペクト比段落に発生する二次流れ損失の低減をはかり、蒸気タービンやガスタービン等の軸流タービンの段落効率の改善を図ることによって、発電プラントの省エネルギー化を提供することにある。

【0007】

【課題を解決するための手段】本発明は、先に提案した特公昭61-47285号にみられる欠点を解消するために、蒸気タービンやガスタービン等の軸流流体機械の段落を構成する複数の静翼と動翼のうち、静翼の弦長をその翼長の中央部で最大とし、かつ翼長の中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにつれて漸次縮小するようにスタッキングした静翼において、静翼の翼長方向に関する翼弦長の変化が、静翼の翼長と翼弦長をパラメータとする楕円曲線に従って変化するように静翼後縁の周方向座標と翼長方向座標を決定することを特徴とし、かつ、静翼中央部、先端側壁部及び根元側壁部の静翼出口角（ $\sin^{-1}(s/t)$ s :スロート長、 t :静翼ピッチ）が静翼の翼長と翼弦長をパラメータとする定式によって決

め、さらに、静翼出口角の翼長方向の変化が上記の三点を結んだ任意の二次曲線にしたがって変化することを特徴としたタービンの静翼構造を提案するものである。

【0008】

【作用】本発明は前記のような手段を講じることによって、先に提案した特公昭61-47285号公報にみられる従来技術の不具合を解消しようとするものであるが、以下、その作用について説明する。低アスペクト比段落の翼先端や翼根元の側壁に発達した二次流れ損失を抑制するために、特公昭61-47285号公報では静翼の弦長をその翼長の中央部で最大とし、かつ翼長の中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにつれて漸次縮小するようにスタッキングし、さらに静翼の出口角を翼中央部で最小に、翼先端部と翼根元部の静翼出口角を翼中央部よりも大きく設定する静翼構造を提案した。しかし、二次流れ損失はアスペクト比の大きさに著しく依存し、アスペクト比が小さくなると二次流れ損失が大幅に増加するのが一般的である。従って、特公昭61-47285号公報で提案したように単に翼長方向の翼弦長や静翼出口角を大小関係を規定するだけでは不十分であり、実際に設計問題に適用することはできず、アスペクト比の大きさに応じて翼長方向の翼弦長や静翼出口角の変化を設定することが肝要である。そこで、本発明では静翼の翼長方向に関する翼弦長の変化が、静翼の翼長と翼弦長をパラメータとする楕円曲線に従って変化するように静翼後縁の周方向座標と翼長方向座標を決定することを提案する。かつ、静翼中央部、先端側壁部及び根元側壁部の静翼出口角（ $\sin^{-1}(s/t)$ s :スロート長、 t :静翼ピッチ）が静翼の翼長と翼弦長をパラメータとする定式によって決め、さらに、静翼出口角の翼長方向の変化が上記の三点を結んだ任意の二次曲線にしたがって変化することを特徴としたタービンの静翼構造を提案する。この提案によって、アスペクト比の異なる静翼に対応して、静翼の側壁近くに発生する二次流れを抑制することができ、蒸気タービンやガスタービンなどの軸流タービンの段落効率の改善に寄与できる。

【0009】

【実施例】以下、本発明の実施例及び変形実施例の詳細を図1及び図8から図15を用いて説明する。

【0010】図1は、本発明を適用した典型的なタービン段落の静翼構造を示す。静翼構造は、本発明による複数の静翼20a、20b…を固定保持する外周ダイヤフラム3と内周ダイヤフラム4によって構成される。該静翼20a、20b…の先端部翼形21a、21b…は、外周ダイヤフラム3の内壁面14に接続し、前記の静翼20a、20b…の根元部翼形22a、22b…は、内周ダイヤフラム4の外壁面15と接続している。これらの静翼20a、20b…の翼形状は、背面形状16aと腹面形状16bによって形成され、静翼高さは外周ダイヤフラム3の内壁面14と内周ダイヤフラム4の外壁面

5

15の流路幅Hnによって規定される長さとなる。この場合、静翼20a, 20b…の先端部翼形21a, 21b…と流路幅Hnの中央部(PCD断面と称する)の翼形23a, 23b…及び根元部翼形22a, 22b…の翼形は、お互いに相似な形状を保有しており、PCD断面の翼形23は、先端部翼形21と根元部翼形22よりも大きな翼形状をもつ。すなわち、PCD断面の翼形23の翼弦長Cpは、先端部翼形21の翼弦長Ctと根元部翼形22の翼弦長Crよりも大きな翼形で形成される。先に提案した特公昭61-47285号公報は、前述したように静翼の高さ方向の翼弦長を規定した内容に留まっていたが、この提案のみでは、静翼の高さHnと静翼の翼弦長Cnとの比で表わされるアスペクト比が種々変化した場合に、翼中央部の翼弦長Cpに対する翼先端部の翼弦長Ct及び翼根元部の翼弦長Crの大きさを定量的に規定することが難しいことになる。

10

$$\frac{X^2}{\left(\frac{Cn}{2}\right)^2} + \frac{Y^2}{\left(\frac{Hn}{2}\right)^2} = 1$$

【0013】したがって、楕円曲線32の原点は、静翼の翼長の1/2を通る軸線26と翼中央部の翼弦長の1/2を通る軸線25の交点である。そして、静翼20の後縁線31の基本形状となる線分24は、楕円曲線32の焦点座標fおよび-fを通って軸線25に直交する線分と楕円曲線32とが交差する点Aと点Bおよび静翼2

$$OF = \sqrt{(Hn/2)^2 - (Cn/2)^2}$$

【0015】さらに、最終的に静翼20の後縁線となる曲線31は、焦点長さOFと静翼の翼長Hnとの偏差を修正するために楕円曲線32の線分24(APB)の翼長方向の座標を静翼の翼長Hnと焦点長さOFとの比率分だけ拡大修正し、静翼先端部の後縁点Cが外周ダイヤフラムの内壁面14上に、かつ、静翼根元部の後縁点Dが内周ダイヤフラムの外壁面15上にする。なお、静翼先端部の後縁点Cと静翼根元部の後縁点Dと楕円曲線32上の点Aおよび点Bとは軸線25に平行な同一軸線上にある。図9から図12は、静翼の翼長と翼弦長の比を表わされるアスペクト比が異なる場合の静翼20の後縁を表わす曲線を図示した例である。図9と図10及び図11は、静翼の翼弦長が一定でアスペクト比が1以上の静翼の後縁曲線を示した例であり、この場合には楕円曲線が縦長の曲線となり、アスペクト比の増加とともに静翼先端部及び根元部の翼弦長と翼中央部の翼弦長の差δを小さくすることができ、しかも、アスペクト比の大きさに応じて翼先端と根元部の翼弦長が変化することになる。また、図12はアスペクト比が1以下の横長の楕円曲線で表わされる静翼20の後縁曲線を図示した例である。この場合の静翼後縁部36の基本形状となる楕円曲線は37であり、アスペクト比が1以上の前述の例に比

*【0011】本発明の特徴は、このように静翼の高さ方向に翼弦長を変化させる場合に、静翼アスペクト比に応じて適正な手段を提供することにある。図8は、図1に示したタービン静翼構造のVIII-VIII矢視図である。静翼20の前縁線18は、外周ダイヤフラムの内壁面14および内周ダイヤフラムの外壁面15に対してほぼ直角に交わる。一方、静翼20の後縁線31は、外周ダイヤフラムの内壁面14および内周ダイヤフラムの外壁面15に対してある傾きをもった曲線で交差する。つぎに、この静翼20の後縁線31の決め方について説明する。図中の曲線32は、Hn(Hn:静翼の翼長)を長径とし、Cn(Cn:翼中央部の翼弦長)を短径とする次式で表わされる楕円曲線である。

【0012】

【数2】

…(数2)

※0の翼長方向の中心軸での後縁点Pを結ぶ楕円曲線32の一部である。なお、前述の焦点座標fおよび-fと原点Oとの長さOFは、次式により決められる。

【0014】

【数3】

…(数3)

べて、さらに静翼先端と根元の翼弦長は翼中央部よりも小さくなる。また、図13は、静翼のアスペクト比の大きさに応じて本発明を適用した具体的な静翼構造を示す。これらの図から明らかなように、それぞれ静翼のアスペクト比に応じて静翼37, 38及び39の後縁線40, 41及び42を表わす曲線は、縦横比の小さな曲線へと変化する。

【0016】図8から図13に示した実施例は、静翼20の後縁線を基本の楕円曲線を拡大修正する手段によって規定するために、最終的には二段階になる。この方式を避けるためには、図14あるいは図15の手段を採用すれば可能となる。すなわち、図14はアスペクト比が1以上の縦長の楕円曲線の一部の線分を静翼の後縁線に適用し、図15はアスペクト比が1以下の横長の楕円曲線の一部を静翼の後縁線に適用した実施例である。これらの実施例は、静翼の翼長の1/2を通る軸線26と静翼の翼弦長の1/2を通る軸線25との交点を原点とし、かつ、原点から焦点座標の長さOFが静翼の翼長になるように設定した下記の式で表わされる楕円曲線41の一部の線分を静翼の後縁線40(EPF)に適用するものである。

【0017】

【数4】

$$\frac{x^2}{\left(\frac{Cn}{2}\right)^2} + \frac{y^2}{\left(\frac{Hn}{2}\right)^2 \left(\frac{Cn}{2}\right)^2} = 1 \quad \dots(\text{数4})$$

【0018】以上のように、静翼の翼弦長の翼長の中央部で最大とし、かつ翼長の中央部から翼先端及び翼根元部の側壁に向かって漸次縮小するようにスタッキングした静翼において、静翼の先端部から根元部への翼後縁線の変化を静翼の翼弦長と静翼の高さをパラメータとする楕円曲線で規定することによって、静翼のアスペクト比の大きさに対応させて、静翼の翼長方向の翼弦長の変化を決めることができる。もちろん、静翼の後縁線の形状は、任意の高次関数で近似できるが今回対象としたタービン翼列の場合には、静翼のアスペクト比を表す静翼の翼長と翼弦長の二つのパラメータだけを含む楕円曲線が最も好適と考えたからである。

【0019】一般に、タービン翼列に発生する二次流れ損失は図16に示したように静翼アスペクト比の増加とともに単調に減少するが、この場合は従来の静翼のように静翼アスペクト比が変化しても翼弦長が翼長方向に一定の場合である(図17の実線を参照)。しかし、本発明のように静翼の後縁線として上記の楕円曲線の一部を適用すれば、翼先端部及び根元部の翼弦長と翼中央部の翼弦長との比 C_t/C_n が静翼アスペクト比の増加とともに単調に増加させることが可能となり、静翼の二次流れ損失を図16に示すように低減することができる。

【0020】このように、アスペクト比が小さいほど静翼の先端と根元部の翼弦長を翼中央部の翼弦長よりも小さくできることは、静翼翼面及び側壁と作動流体との接触長さが減少することから側壁近くに発達する二次流れ*

*の抑制に効果的である。

【0021】また、このような静翼構造を提供することは、上述した二次流れの抑制効果に加えて、静翼のアスペクト比が小さいほど静翼先端部及び根元部の後縁端と後続する動翼前縁との翼間距離を増加させることになる。このことは、静翼の後縁の存在によって発生する静翼後流の速度欠損の大きな流れが、動翼に流入する割合を減少させる作用として働き、動翼の付加的な損失を減じる効果となる。

【0022】また、本発明のように静翼の翼弦長を翼長の中央部で最大とし、かつ翼長の中央部から翼先端及び翼根元部の側壁に向かって漸次縮小するようにスタッキングした静翼構造では、必然的に、静翼中央部の静翼出口角(α)_{pcd}が、静翼先端部の静翼出口角(α)_{tip}と静翼根元部の静翼出口角(α)_{root}よりも小さく設定される。しかし、先に提案した特公昭61-47285号公報は、前述の静翼の翼長方向に関する静翼出口角の変化に対する規定がなされておらず、しかも、静翼のアスペクト比に対応して選択できるような提案がなされていない。本発明では、この静翼出口角の翼長方向の変化を静翼のアスペクト比の大きさに応じて変化させることを提案する。すなわち、静翼中央部、先端側壁部及び根元側壁部の静翼出口角($\sin^1(s/t)$ 、 s :スロート長、 t :静翼ピッチ)を下記の式で定式化する。

【0023】

【数5】

$$\text{静翼中央部: } (\alpha)_{pcd} = (\alpha_{pcd})_{fv} - [(\alpha_{tip})_{fv} - (\alpha_{root})_{fv}] / (Hn/Cn)$$

$$\text{静翼先端部: } (\alpha)_{tip} = (\alpha_{tip})_{fv} + [(\alpha_{tip})_{fv} - (\alpha_{root})_{fv}] / (Hn/Cn)$$

$$\text{静翼根元部: } (\alpha)_{root} = (\alpha_{root})_{fv} + [(\alpha_{tip})_{fv} - (\alpha_{root})_{fv}] / (Hn/Cn)$$

…(数5)

【0024】但し、 $(\alpha_{pcd})_{fv}$:フリーボルトテックス設計の静翼中央部の出口角

$(\alpha_{tip})_{fv}$:フリーボルトテックス設計の静翼先端部の出口角

$(\alpha_{root})_{fv}$:フリーボルトテックス設計の静翼根元部の出口角

上述の静翼出口角の定義は、図14を参照していただきたい。また、フリーボルトテックス設計について若干の補

足説明を加える。通常、今回対象としたように比較的アスペクト比が小さい静翼の設計では、翼長方向の圧力が、次式で表わされる遠心力との釣合いの条件とベルヌーイの式との関係から求められ、これに基づいて翼長方向の軸流速度や円周方向分速度がきめられる。

【0025】

【数6】

$$\frac{d\bar{p}}{dr} = \frac{\gamma}{g} \frac{Cu^2}{r}$$

$$\frac{cd\bar{c}}{g} = \frac{dp}{\gamma}$$

…(数6)

【0026】ここで p : 静翼出口静圧 r : 静翼の翼長方向半径位置 Cu : 円周方向分速度 γ : 流体の比重 g : 重力の加速度 c : 絶対流出速度

上述の関係の中で、静翼の翼長方向に循環一定（フリーボルテックス）の段落では、静翼出口の翼長方向の軸流速度 C_a が一定という条件が基本であり、この場合、円 *

$$\tan(\alpha)fv = \frac{r}{(r)_{root}} \tan(\alpha_{root})fv$$

【0028】このように、フリーボルテックス設計では、静翼の根元径と出口角が定めれば任意の半径位置の静翼出口角も決められることになる。そこで、本発明の静翼出口角の規定の方法は、前述の式からわかるように従来の静翼設計法として一般に適用されているフリーボルテックス設計法による静翼出口角を基準として、さらに、静翼のアスペクト比の影響を考慮してこの大きさに応じて静翼出口角を修正する方法が提案するものである。

【0029】したがって、本発明の提案によれば基準の静翼出口角が、従来のフリーボルテックス設計から大幅にづれることなく設定でき、しかも、静翼のアスペクト比の大きさに応じて決めることができる。すなわち、静翼中央部の出口角 $(\alpha)_{cdl}$ は、翼中央部の翼弦長を基準としたアスペクト比が小さいほどフリーボルテックス設計の出口角よりも小さくなり、さらに、静翼先端部及び根元部の出口角 $(\alpha)_{tip}$ と $(\alpha)_{root}$ は、アスペクト比が小さいほどフリーボルテックス設計の出口角よりも大きくなる。また、図14の静翼出口角の翼長方向分布からわかるように、上記の静翼の翼中央部と翼先端部及び根元部の3点の静翼出口角を任意の二次曲線にしたがって変化させ、さらに翼先端側と翼根元側で従来のフリーボルテックス設計の静翼出口角と交差する点は、静翼のアスペクト比に依存する二次流れ領域にマッチさせることが望ましい。

【0030】本実施例によれば、先に提案した特公昭61-47285号公報の内容では実現できなかった、静翼の翼弦長をその翼長の中央部で最大とし、かつ翼長の中央部から翼先端及び翼根元の側壁に近づくにつれて漸次縮小するようにスタッキングした静翼構造において、静翼の翼長方向の翼弦長の変化と静翼出口角の変化を具体的に規定することが可能となり、低アスペクト比段落において顕著に発生する二次流れを効果的に抑制できる静翼構造を提案することができる。

【0031】図15は、発明者らが空気タービン実験によって検証した本発明による段落効率改善の効果を示す

*周方向の分速度 Cu と半径 r との積が翼長方向に一定という条件が導かれ、静翼出口角 α と半径 r との関係は次式のようになる。

【0027】

【数7】

…(数7)

ものである。これは、静翼のアスペクト比に対応して上記の実施例に示した手段によって、翼長方向の翼弦長及び静翼出口角の分布を与えた静翼を供試した本発明のスタッキング静翼と従来の静翼との段落効率差と静翼アスペクト比との関係を表わしたものである。その結果は、いずれの静翼アスペクト比のスタッキング翼も従来翼よりも段落効率が向上し、特に、静翼アスペクト比が増加するとその効果が大きいことがわかる。

【0032】

【発明の効果】本発明によれば、先に提案した特公昭61-47285号公報の従来技術にみられる欠点を解消するために、低アスペクト比段落の二次流れ損失減少策として実質的效果の上がる具体的手段を提案することによって、蒸気タービンやガスタービンなどの軸流タービンの段落性能の向上を図ることが可能となり、発電プラントの高効率化並びに省エネルギー化に貢献できる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明を適用した典型的なタービン静翼構造の説明図。

【図2】従来の典型的なタービン段落構造の説明図。

【図3】タービン翼列の二次流れ説明図。

【図4】従来の段落構造と静翼の翼列構造と静翼出口角の翼長方向分布図。

【図5】従来の段落構造と静翼の翼列構造と静翼出口角の翼長方向分布図。

【図6】従来の段落構造と静翼の翼列構造と静翼出口角の翼長方向分布図。

【図7】従来の段落構造と静翼の翼列構造と静翼出口角の翼長方向分布図。

【図8】図2のVIII-VIII矢視図。

【図9】静翼アスペクト比が変化した場合の静翼後縁曲線図。

【図10】静翼アスペクト比が変化した場合の静翼後縁曲線図。

【図11】静翼アスペクト比が変化した場合の静翼後縁曲線図。

【図12】 静翼アスペクト比が変化した場合の静翼後縁曲線図。

【図13】 本発明の具体的な静翼構造の説明図。

【図14】 本発明の変形実施例を示す静翼後縁曲線の説明図。

【図15】 本発明の変形実施例を示す静翼後縁曲線の説明図。

【図16】 静翼アスペクト比による二次流れ損失の変化の説明図。

【図17】 静翼アスペクト比による翼弦長の変化の説明 10

図。

【図18】 本発明を適用した静翼出口角の翼長方向分布図。

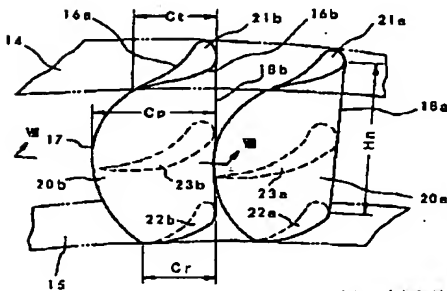
【図19】 本発明による段落効率改善の効果を示す説明図。

【符号の説明】

17…静翼の後縁部、18…静翼の前縁線、20…静翼構造、21…静翼先端部の翼形状、22…静翼根元部の翼形状、23…静翼中央部の翼形状。

【図1】

図 1



14…上部側壁
15…下部側壁
17…後縁線
18…前縁線
20…静翼

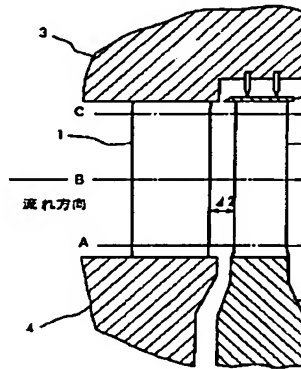
1…静翼

2…動翼

3…外周ダイヤフラム

【図2】

図 2



1…静翼

2…動翼

3…外周ダイヤフラム

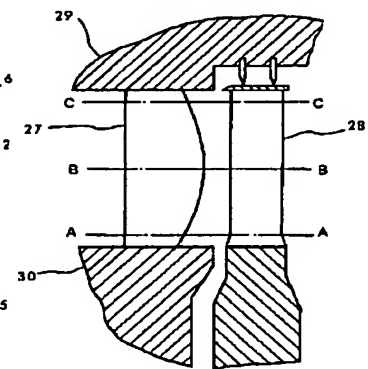
4…内周ダイヤフラム

5…ディスク

6…シールリング

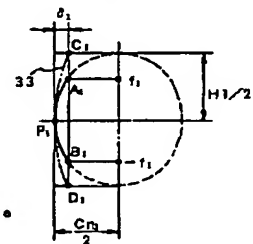
【図4】

図 4



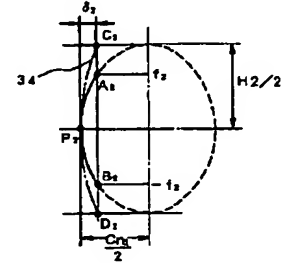
【図9】

図 9



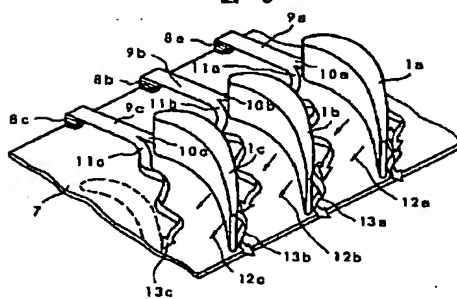
【図10】

図 10



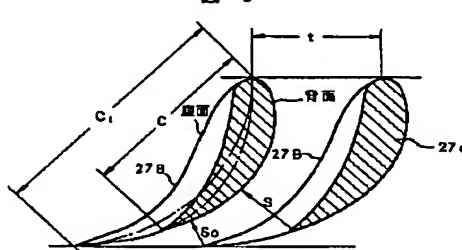
【図3】

図 3



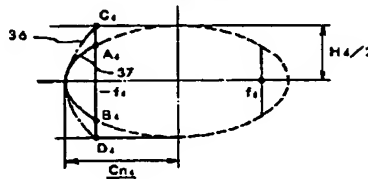
【図5】

図 5



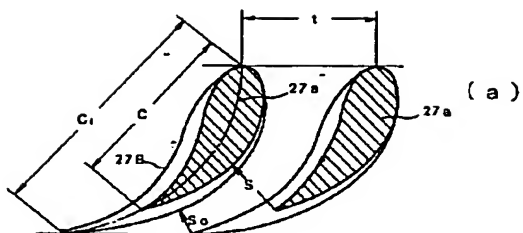
【図12】

図 12



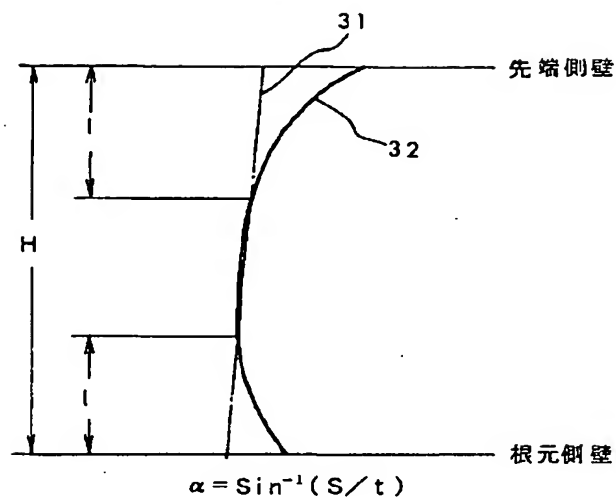
【図6】

図 6

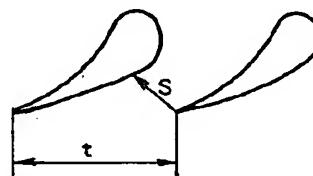


【図7】

図 7

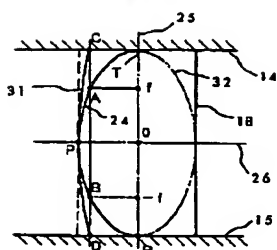


(b)



【図8】

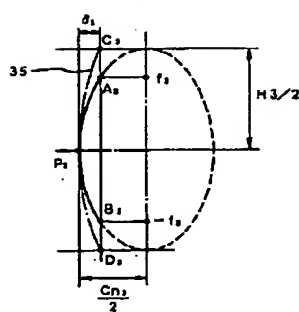
図 8



- 24 ... 齒輪線
- 25 ... 齒頂軸線
- 26 ... 水平軸線
- P ... PCD接線点
- R ... 根元後縁点
- T ... 先端後縁点

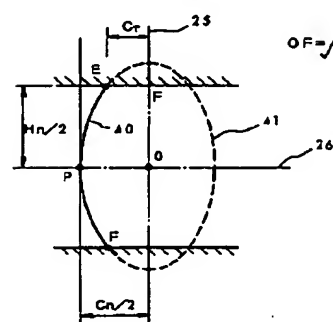
【図11】

図 11



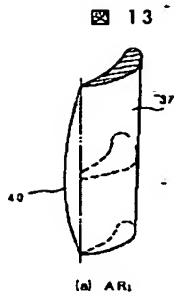
【図14】

図 14

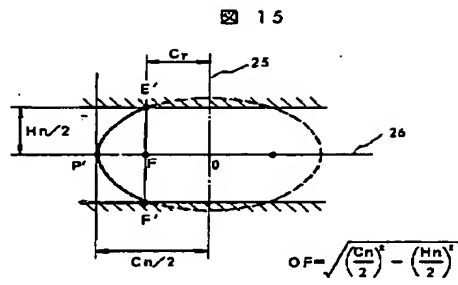


$$OF = \sqrt{\left(\frac{Hn}{2}\right)^2 - \left(\frac{Cn}{2}\right)^2}$$

【図13】

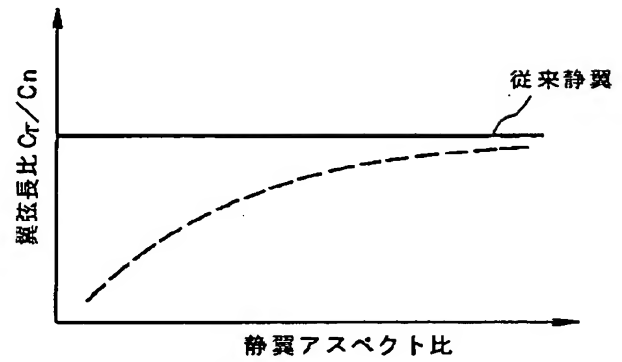


【図15】



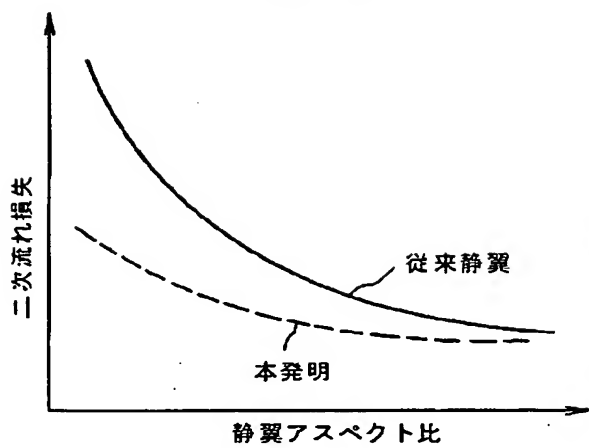
【図17】

図17



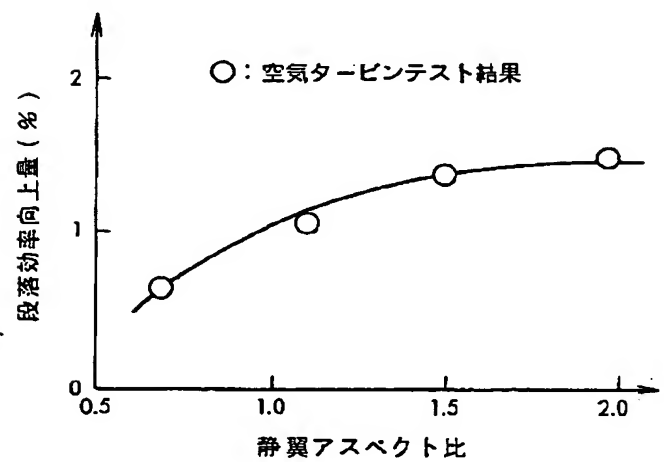
【図16】

図16



【図19】

図19



【図18】

図 18

